

学校编码: 10384
学 号: 23220141153352UDC

分类号密级

厦 门 大 学

硕 士 学 位 论 文

针对 F-16 战斗机模型的故障诊断与容错控制
方法研究

Research on the method of fault diagnosis and fault-tolerant
control for the F - 16 fighter model

郭川

指导教师姓名: 余臻教授、刘利军助理教授

专 业 名 称: 控制工程

论文提交日期: 2017 年 5 月

论文答辩日期: 2017 年 5 月

学位授予日期: 2017 年 月

答辩委员会主席:
评 阅 人:

2017 年 月

厦门大学学位论文原创性声明

本人呈交的学位论文是本人在导师指导下,独立完成的研究成果。本人在论文写作中参考其他个人或集体已经发表的研究成果,均在文中以适当方式明确标明,并符合法律规范和《厦门大学研究生学术活动规范(试行)》。

另外,该学位论文为()课题(组)的研究成果,获得()课题(组)经费或实验室的资助,在()实验室完成。(请在以上括号内填写课题或课题组负责人或实验室名称,未有此项声明内容的,可以不作特别声明。)

声明人(签名):

年 月 日

厦门大学学位论文著作权使用声明

本人同意厦门大学根据《中华人民共和国学位条例暂行实施办法》等规定保留和使用此学位论文，并向主管部门或其指定机构送交学位论文（包括纸质版和电子版），允许学位论文进入厦门大学图书馆及其数据库被查阅、借阅。本人同意厦门大学将学位论文加入全国博士、硕士学位论文共建单位数据库进行检索，将学位论文的标题和摘要汇编出版，采用影印、缩印或者其它方式合理复制学位论文。

本学位论文属于：

（ ）1. 经厦门大学保密委员会审查核定的保密学位论文，于
年 月 日解密，解密后适用上述授权。

（ ）2. 不保密，适用上述授权。

（请在以上相应括号内打“√”或填上相应内容。保密学位论文应是已经厦门大学保密委员会审定过的学位论文，未经厦门大学保密委员会审定的学位论文均为公开学位论文。此声明栏不填写的，默认为公开学位论文，均适用上述授权。）

声明人（签名）：

年 月 日

摘要

固定翼飞机是世界上使用频率最高的飞行器之一，人们对于其控制系统的安全可靠性要求越来越高，而故障诊断与容错控制技术是提高飞机可靠性的有效途径。在最近几十年里，F-16 战斗机一直是世界上最成功的轻型战斗机机种之一，拥有复杂的控制系统，对于飞机控制系统的故障诊断与容错控制方法研究具有较强的适用性。本论文针对 F-16 战斗机简化的线性状态空间模型设计了适用性更强的故障诊断方法和容错控制方法，提升了对 F-16 战斗机系统的控制稳定性。本论文所做的主要工作如下：

首先，针对简化的 F-16 战斗机线性状态空间模型构建了执行器乘性故障模型用于故障诊断与 H_{∞} 容错控制器设计。F-16 战斗机模型拥有 5 个执行器，其每个执行器的状态都可以分为三种状态：正常、效率下降以及完全失效，通过 5 个执行器的状态可构成一个对角矩阵，由此能够构建一个执行器乘性故障模型，从而便于识别故障模型以及设计相应的 H_{∞} 容错控制器。

其次，基于控制律重新调度的方法，针对执行器乘性故障模型，利用 H_{∞} 容错控制理论设计了每个故障模型相应的 H_{∞} 容错控制器，组成备选容错控制器集合。然后针对存在故障误诊断的情况设计了选择 H_{∞} 容错控制器的优化策略来调度控制器。这种策略根据故障模型严重程度来选择容错控制器，优化了系统的鲁棒性和控制性能，提高了系统的控制稳定性。

最后，研究了故障诊断与容错控制集成设计方法，通过构建一个改进的未知输入观测器，将执行器故障和外界扰动相互解耦，从而确保执行器故障可以被检测和诊断，并且利用预先设置的执行器效率阈值来判断识别执行器故障模型。然后根据识别到的执行器故障模型，利用容错控制器优化选择策略选出恰当的容错控制器，保证系统稳定。

关键词：F-16 战斗机；故障诊断；容错控制；

Abstract

Fixed-wing aircraft is one of the most frequently used aircraft in the world so that the requirements for the safety and reliability of the aircraft control system are increasing day by day, and in the last few decades, fault diagnosis and fault-tolerant control technology is an effective way to improve the reliability of the aircraft. Among them, F-16 fighter as one of the world's most successful light fighter, with complex aircraft control system, has a strong applicability for the research of fault diagnosis and fault-tolerant control method. In this paper, a new fault diagnosis and fault-tolerant control method is designed for the simplified linear state space model of F-16 fighter, and the control stability and control performance of F-16 fighter control system are improved. The main work of this paper is as follows:

Firstly, the actuator's multiplicative fault model is designed for fault diagnosis and H_∞ fault-tolerant controller design, which is based on the simplified linear state space model of F-16 fighter. The F-16 fighter model has five actuators, each of which can be divided into three states: normal, inefficient and completely ineffective. The state of the five actuators can form a diagonal matrix as an actuator's multiplicative fault model to facilitate fault model identification and the corresponding H_∞ fault-tolerant controller design.

Secondly, based on the control law re-scheduling method, the H_∞ fault-tolerant controller corresponding to each fault model is designed by H_∞ fault-tolerant control theory for the actuator multiplicative fault model to form an alternative fault-tolerant controller set. Then, an optimization strategy of selecting the H_∞ fault-tolerant controller is designed to dispatch the controller for the case of fault misdiagnosis. This strategy selects the fault-tolerant controller according to the severity of the fault model, which optimizes the robustness and control performance of the system and improves the control

stability of the system.

Finally, the integrated design method of fault diagnosis and fault-tolerant control is studied. By designing the improved unknown input observer, the actuator fault and external disturbance are decoupled in the fault observer to ensure that the actuator fault can be detected and diagnosed. And an actuator efficiency threshold is designed to judgment the actuator faultmodel. Then, according to the actuator fault model information, aselect strategy of fault-tolerant controller is used to select the appropriate fault-tolerant controller to ensure the system stability.

Key words: F-16 fighter; fault diagnosis; fault-tolerant control;

目录

摘要.....	I
Abstract.....	II
第一章绪论.....	1
1.1 课题来源	1
1.2 课题研究背景和意义	1
1.3 国内外研究现状	5
1.3.1 故障诊断方法.....	5
1.3.2 容错控制方法.....	7
1.3.3 飞行器故障诊断与容错控制集成设计方法.....	9
1.4 主要工作及章节安排	10
第二章预备知识	12
2.1 F-16 战斗机线性化状态空间模型及其执行器乘性故障模型	12
2.2 H_{∞} 控制理论	14
2.3 自适应参数跟踪	16
2.4 本章小结	18
第三章基于 H_{∞} 的容错控制策略设计	19
3.1 引言	19
3.2 H_{∞} 容错控制器离线设计	20
3.3 容错控制器在线选择策略设计	22
3.4 仿真结果分析	24
3.5 本章小结	28
第四章故障诊断与容错控制集成设计	29

4.1 引言	29
4.2 执行器故障参数自适应跟踪	30
4.3 故障诊断与容错控制集成设计	32
4.4 仿真结果分析	34
4.5 本章小结	44
总结与展望.....	45
参考文献.....	47
致谢.....	52

厦门大学博硕士学位论文摘要库

Contents

Abstract(In Chinese)	I
Abstract(In English)	II
Chapter 1 Introduction	1
1.1 Research Source	1
1.2 Background and Significance	1
1.3 Current Research Status and Analysis of Home and Abroad	5
1.3.1 Fault Diagnosis Method	5
1.3.2 Fault - tolerant Control Method	7
1.3.3 Integrated Design Method of Aircraft Fault Diagnosis and Fault-tolerant Control	9
1.4 Main Content and Chapter Arrangement	10
Chapter 2 Preliminaries	12
2.1 Linearization State Space Model of F - 16 Fighter and its Actuator Multiplicative Fault Model//.....	12
2.2 H_{∞} Control Theory	14
2.3 Adaptive parameter tracking	16
2.4 Summary	18
Chapter 3 Design of H_{∞} Fault - tolerant Control Strategy	19
3.1 Introduction	19
3.2 H_{∞} Fault - tolerant Controller Offline Design	20
3.3 Online Selection Strategy Design for Fault - tolerant Controller	22
3.4 Simulation	24
3.5 Summary	28
Chapter 4 Integrated Design of Fault Diagnosis and Fault-tolerant Control	29
4.1 Introduction	29

4.2 Actuator Fault Parameter Adaptive Tracking	30
4.3 Integrated Design of Fault Diagnosis and Fault-tolerant Control	32
4.4 Simulation	34
4.5 Summary	44
Conclusion and Prospect	45
Reference	47
Acknowledgements	52

厦门大学博硕士学位论文摘要库

第一章绪论

1.1 课题来源

本课题来源于以下项目：国家自然科学基金“飞行器快速故障诊断与主动容错控制一体化设计方法研究”（61304110）、航空科学基金（20140768003）、厦门大学校长基金（20720160081）。

1.2 课题研究背景和意义

莱特兄弟通过不懈的努力和研究，终于在 1903 年通过三轴控制实现了飞机的平衡，从而取得了世界历史上首次固定翼飞机飞行成功的成就^[1]。从此之后，人们受到莱特兄弟的鼓舞，积极研究飞机的控制系统，并且取得了一系列的研究成果，例如自动驾驶仪、助理操作系统、限权的增稳系统和控制增稳系统、自动进场/着陆系统等^[2]。此后，在电子传感器技术得到发展从而能够检测飞机的结构模态响应并且对其进行有效控制时，主动控制技术和电传飞行控制系统^[3]就此登上了历史的舞台。数字电传飞行控制系统和主动控制技术在飞机的发展历程中具有重大的意义，它们的出现使有效地检测到飞机状态成为可能，从而能够主动精准地控制飞机并且保障飞机安全。这两种技术已经被广泛地使用到各种型号的飞机控制系统之中，已经成为现代飞机不可或缺的组成部分，例如 F-16 战斗机之所以能够在世界各个战场上大展身手，成为世界历史上最为成功的轻型战斗机就是得益于这种综合的飞行控制技术的帮助，从而实现了其高超的飞行性能。

随着飞行控制系统的发展，飞行器的结构和任务需求也日益复杂起来，对其控制精度和稳定度的要求也越来越高。而故障诊断与容错控制技术就是伴随着这种日益增强的飞行器控制需求而发展起来的，为保证飞行器的安全高效提供了可靠手段，从而成为国内外学者的一个研究热点。为了更加清晰地说明本论文的研究对象和问题以及本论文所研究设计的方法，首先给出了一些关于故障检测与诊断方法（Fault detection and diagnosis (FDD)）和容错控制系统（Fault tolerant control system）的专业术语的定义^[4]。

故障 (Fault): 相对于正常的系统状态, 一个或者多个系统状态发生了预期之外并且不可接受的变化;

故障检测 (Fault detection): 实时检测系统是否出现了故障和故障出现的时间;

故障隔离 (Fault isolation): 在故障检测之后, 分辨所发生故障的类型和故障的发生部位;

故障识别 (Fault identification): 在故障隔离之后, 判断识别故障的严重程度和特性;

故障诊断 (Fault diagnosis): 在严格意义上, 只包括故障隔离和故障识别两个环节; 而在没有严格要求的情况下上, 它一般包括故障检测、故障隔离和故障识别三个环节, 在本论文中, 故障诊断都是包含三个环节的。

漏报 (Missing alarm): 表示故障诊断对系统故障不够敏感, 系统出现了故障却没有被故障诊断系统检测识别到。漏报频率的高低是评价故障诊断系统可靠性的重要指标之一;

误报 (False alarm): 表示在系统发生故障后, 故障诊断系统报警但提示的故障类型、位置、大小或特性与真实故障不符, 误报频率的高低是评价故障诊断系统可靠性的重要指标之一;

故障误诊断 (Fault misdiagnosis): 在系统出现故障之后, 故障诊断的结果是错误的, 即故障诊断系统出现了漏报和误报情况。

容错控制 (Fault-tolerant control): 在系统运行时, 为了应对突发的故障保证系统的安全稳定和运行性能所采取的处理方法。就目前而言, 容错控制系统的设计方法大体上能够被划分为两个大的类别: 基于硬件冗余的容错控制方法和基于解析模型的容错控制方法。而本论文中所提到的容错控制都特指的是基于解析模型的容错控制方法, 更具体一点就是其中控制律重新调度的方法。

从飞行控制系统出现以来, 关于如何有效处理故障的问题就如影随形地伴随着飞行控制系统的发展, 而且由于一些对故障的不当的处理方式, 有可能会引发难以想象的灾难性事故。在历史上, 由于飞行控制系统的故障而造成灾难性事故屡见不鲜, 飞机飞行事故往往都会造成大量的人员财产损失^[5], 让人们记忆深刻甚至质疑飞机是否安全可靠, 出现恐飞的现象。

自从人类通过飞机实现飞天梦以来，飞机坠毁事故的梦魇就一直伴随着人类的飞行历史，事故出现的原因是多种多样的，但飞机方向舵故障占了很大一部分。比如，较早设计的波音 737 客机就因为在飞机飞行途中出现了方向舵故障而没能采取有效的应对措施从而引发了几次灾难性的飞机坠毁事故。比如在 1994 年 9 月 8 日，全美航空的 427 号班机是一架波音 737-3B7 型客机，准备在匹兹堡国际机场的 28R 跑道着陆的时候发生了事故^[6]。当时的天气十分明朗，万里无云，但飞机在高度 1,830 米，距离跑道 10 公里处突然急向左转，随即失控俯冲向地面。机组人员面对这样的突发故障一时也想不到有效的解决办法，尽管他们尝试了尽可能多的方法来控制飞机，但是他们最后还是没能阻止悲剧的发生。飞机最终坠毁在一片森林之中，当时飞机上载有 127 名乘客（包括一名 2 岁以及一名半周岁的儿童，起初其中半周岁的儿童并没有被计算在内）以及 5 名机组人员，全部丧生。事故发生之后，通过美国国家安全运输委员会的详细调查得出结论，这起事故的起因是由于突然的强切向风或者飞行员的操作失误造成了方向舵卡死的故障，从而对飞机产生了一个巨大并且失控的偏转力矩，最终酿成了悲剧；又比如在 1991 年 3 月 3 日，联合航空的 585 号班机从丹佛国际机场出发前往科罗拉多泉机场，在接近降落的时候飞机垂直尾翼的方向舵突然向右倾斜并且立即失速翻滚，在十秒之内直接坠毁，飞机上的 25 名乘客和机员全部罹难^[7]，事故之后经过仔细调查，最终得出与全美航空的 427 号班机的坠机原因相同的结论。这样类似的飞机飞行事故其实还有不少，如果能够在飞机控制系统发生故障的时候正确地应对，就可以有效地减少甚至避免这类事故的发生。历史上有一个很好的例子，在 1994 年 4 月 11 日，一架大陆航空的波音 737 型客机就发生了和前面两次事故类似的方向舵卡死故障，但是通过机组人员正确有效的应对，最终飞机成功着陆，有惊无险^[8]。当日，飞机正在飞过洪都拉斯湾的上空时，由于方向舵突然出现卡死故障，飞机向右急速地滚转，飞行员根据经验立刻判断出现了方向舵卡死情况的可能，于是飞行员通过手动控制机翼副翼让飞机向左滚转，这样就有效地降低了由于方向舵卡死故障而引起的向右滚转力的影响，从而保持飞机能够处于平稳状态，最后幸运地安全着陆。从这个例子可以看出，若能把一些飞机常见故障的正确并且有效的应对方式引入到飞机控制系统的设计过程中，并且把故障诊断与容错控制的程序安装到了飞机控制系统内，那么就能更少地依靠对飞行

员经验和操作，而前面所说的那两架由于方向舵故障而坠毁的飞机就很有可能成功着陆，从而挽救 157 人的生命。故障诊断与容错控制可以有效的模拟飞行员的认识和操作，感知飞机的失控情况的出现可以通过故障检测来获取数据，飞行员的对故障的判断可以通过故障诊断来判断识别故障信息，最终采取的正确应对方法则可以通过容错控制根据故障信息来实施有效的控制，从而更大程度上增强飞机的自主应急能力，降低人为因素影响。由此可见，关于故障诊断与容错控制方法的研究对于增强控制系统的各方面性能来说是十分有必要和有意义的。

容错控制实际上是综合经典的鲁棒控制、自适应控制等方法来保证系统稳定性和运行性能的方法^[9]，但是它与这些经典的方法又有着巨大的差别。比如经典的鲁棒控制对外界扰动和模型误差都有比较强的鲁棒性，是现代应用比较成熟的控制技术之一，通常能够有效应对一些系统轻微故障的情况，然而一旦系统故障比较严重，例如系统的某些执行器完全失效的情况，目前的鲁棒控制方法一般都无法处理。比如前面介绍的坠毁的两架飞机的在设计飞行控制系统时就运用了鲁棒控制技术，但是当方向舵完全失效时，其仍然不能应对这种情况，保证自身安全，因此研究容错控制就显得十分的有必要。容错控制在近现代一直是国内外学者的研究重点，并且在这一领域也取得一些研究成果，但容错控制的理论以及应用都还处在发展阶段，远未达到应用成熟的阶段，跟据作者所了解的情况，目前大多数关于容错控制的科学研究都是基于控制系统模型的而基于实际的控制系统的容错控制方法研究还比较少。这种容错控制方法的局限性现状拥有多方面的原因，而缺乏可靠的、高效的方法把故障诊断与容错控制有效地结合起来是其中一个主要原因^[10]。大多数情况下，故障诊断是实现有效的容错控制从而保证系统性能的重要前提，先要对系统进行准确的故障诊断，然后再根据故障信息来设计有效的容错控制策略。但是现在大多数的容错控制方法都未考虑通过故障诊断环节来获取故障信息并以此设计容错策略的思路，因此要应用到实际往往困难重重。针对这样的问题，本论文将把 F-16 战斗机的控制系统的故障诊断与容错控制设计方法作为研究内容，不仅研究了基于 H_{∞} 容错控制理论的控制器设计方法及其选择策略，而且研究了故障诊断与容错控制集成设计方法。

基于 H_{∞} 容错控制理论的控制器设计方法及其选择策略的第一步是根据 H_{∞} 容错

控制理论离线设计不同故障模型对应的容错控制器从而组成一个容错控制器备选集合，第二步就是设计在系统运行的时为诊断到的故障从这个集合中选择和切换可行的控制器的策略。这样的容错策略很大程度上可以让故障诊断方法的设计和容错控制器设计以及选择方法分开进行，并且可以有效地降低对系统的实时计算能力的要求，尤其是当控制系统包含多个执行器和多个传感器的时候，这样的容错策略十分有效，而且便于实施。

故障诊断与容错控制集成设计的思路主要是把可靠的故障诊断环节集成到设计的容错控制系统之中，而从而为控制系统提供故障的数据。集成的故障诊断环节为了保证可靠性，需要具有一些必要的性能，比如快速准确、抗干扰能力强等等，因为主动容错控制方法十分依赖故障诊断得到的故障数据，通过故障数据来选择、切换容错控制器。与之相对应的是容错控制器的设计以及选择策略需要较好地应对故障诊断的延迟以及误差等问题，而且需要尽量地降低其对故障诊断环节的影响。除此之外，故障诊断环节一般会对系统输入有一定的要求，例如系统输入信号需要满足充分激励条件^[11]。由此可见，故障诊断和容错控制两者之间是相互联系、相互影响的，因此在故障诊断与容错控制集成设计过程中需要故障诊断和容错控制能够整体平衡各自要求和相互矛盾。

综上所述，容错控制器设计以及选择方法和故障诊断与容错控制集成设计方法对于容错控制系统来说具有十分重要意义，是容错控制系统应用到实际系统的必要过程^[12]。

1.3 国内外研究现状

本论文的研究内容为针对 F-16 战斗机的基于控制律重新调度的主动容错控制方法以及故障诊断与容错控制集成设计方法，其主要包含三个方向的研究：故障诊断方法、容错控制方法以及故障诊断与容错控制集成设计方法。这三个方向的研究是相互关联的，接下来分别从这三个方面来介绍国内外学者在这一个领域的研究现状。

1.3.1 故障诊断方法

故障诊断与容错控制技术是随着提高控制系统的控制精度以及延长控制系统的工作寿命等要求而发展起来的^[13]。目前，故障诊断的方法大致可以被划分成两个大

的类别，如图 1-1 所示，即基于数据的方法和基于模型的方法，并且两者都可以划分为定量和定性两种不同的方法。由于每一种方法都存在自身的优势和局限性，所以当应用于实际的控制系统的故障诊断时候，一般会将多个方法混合在一起使用从而使故障诊断能够更加高效、准确。在本论文中，故障诊断主要是利用基于模型的定量方法，所以只对其相关的内容做一些简单的介绍和说明。

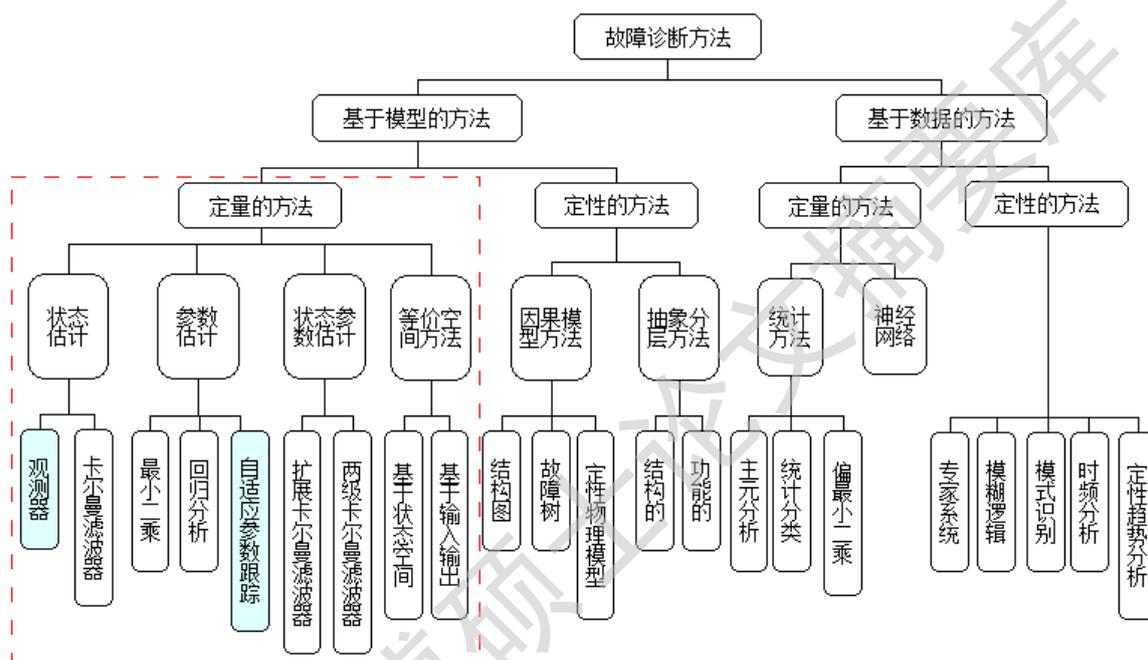


图 1-1 故障诊断方法分类情况

状态估计和参数估计都是常用的基于模型的定量方法，两者在单独使用的时候都有一些各自的优势和不足之处，比如状态估计的方法更加适合于残量生成^[14]，而参数估计若未将外界干扰和模型误差隔离，故障诊断很容易受到干扰^{[15][16]}，因此为了取得更好的故障诊断效果，提高故障诊断的准确性、快速性等特性，需要将状态估计以及参数估计两种方法结合起来使用。而从图 1-1 中不难发现状态估计和参数估计都分别包含多个方法，因此两者结合的方式也是多种多样的，其中观测器与自适应参数跟踪结合的方法和扩展的 Kalman 滤波器方法是较为常用且重要的两种方法，而本论文将采用观测器与自适应参数跟踪结合的方法来对系统实施故障诊断，因此接下来将只对这种方法相关的情况作一下简单介绍。

为了能够将系统外界干扰和模型误差与系统故障进行解耦，一般情况下采用设计未知输入观测器的方法^[17]，解耦后的观测器能够生成带有故障信息的残量信号用于故障参数估计。一些学者关于这方面的研究已经取得了一些研究成果，比如 Frank

Degree papers are in the "[Xiamen University Electronic Theses and Dissertations Database](#)". Full texts are available in the following ways:

1. If your library is a CALIS member libraries, please log on <http://etd.calis.edu.cn/> and submit requests online, or consult the interlibrary loan department in your library.
2. For users of non-CALIS member libraries, please mail to etd@xmu.edu.cn for delivery details.

厦门大学博硕士论文摘要库